

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

**МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ**

**ДИНАМІКА МІЦНОСТІ МАШИН ТА ОПОРУ МАТЕРІАЛІВ**

«На правах рукопису»

УДК \_\_\_\_\_

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_Сергій ПИСКУНОВ

«\_\_\_»\_\_\_\_\_2019 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**зі спеціальності 131 Прикладна механіка**

**на тему: «Дослідження впливу геометричних характеристик сендвіч панелей літака на розподіл внутрішніх зусиль в панелі, індукованих їх включенням у сумісну взаємодію з несучою конструкцією літака»**

Виконав:

студент VI курсу, групи МП-91мп

Міщенко Дмитро Євгенович \_\_\_\_\_

Керівник:

д. т. н., проф.,

Крищук М. Г. \_\_\_\_\_

Рецензент:

д.т.н. проф.

Данильченко Ю.М. \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Механіко-машинобудівний інститут**  
**Кафедра динаміки і міцності машин та опору матеріалів**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма – «Динаміка і міцність машин»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_Сергій ПИСКУНОВ

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Міщенку Дмитру Євгеновичу**

1. Тема дисертації « Дослідження впливу геометричних характеристик сендвіч панелей літака на розподіл внутрішніх зусиль в панелі, індукованих їх включенням у сумісну взаємодію з несучою конструкцією літака », науковий керівник дисертації Крищук Микола Георгійович доктор технічних наук професор, затверджені наказом по університету від «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.  
№ \_\_\_\_\_
2. Термін подання студентом дисертації: 10.12.2020 р.
3. Об'єкт дослідження: композитна сендвіч панель крила літака.
4. Предмет дослідження: розподіл внутрішніх навантажень.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
  1. Отримати розподіл за допомогою використання аналітичного методу.
  2. Створення моделі панелі в програмному середовищі, та за допомогою методу кінчених елементів отримати результат розподілу.
  3. Порівняти результати та зробити висновки.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу – 6 і більше.
7. Орієнтовний перелік публікацій – 1 і більше.
8. Дата видачі завдання: 01.09.2020 р.

#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз літератури	01.09.20 - 01.10.20	Виконано
2	Вибір панелі для дослідження	01.10.20 – 05.10.20	Виконано
3	Проведення аналітичного розрахунку	05.10.20 – 31.10.20	Виконано
4	Проведення розрахунку МСЕ	01.11.20 – 10.11.20	Виконано
5	Підведення висновків	10.11.20 – 20.11.20	Виконано
6	Стартап-проект	20.11.20 – 10.12.20	Виконано

Студент \_\_\_\_\_

Дмитро МІЩЕНКО

Науковий керівник \_\_\_\_\_

Микола КРИЩУК

## **Анотація**

Актуальність даної роботи полягає в тому, що за допомогою комп'ютерної моделі та за допомогою аналітичного розрахунку можна дізнатись розподіл внутрішніх навантажень в листах панелі від прикладеної сили. Що дає розуміння в подальшому проектуванні панелей.

Метою дипломної роботи є визначення залежності зміни геометричних характеристик на розподіл внутрішніх зусиль.

Об'єктом дослідження є комп'ютерна модель панелі крила та аналітичний розрахунок розподілу внутрішніх зусиль.

Для вирішення задачі було визначено розподіл навантажень двома методами, показано залежність зміни геометричних характеристик на розподіл зусиль та порівняно результати методів.

Ключові слова: сендвіч панель, сотовий наповнювач, композитний матеріал, розподіл зусиль, жорсткісні характеристики.

## **Abstract**

The relevance of this work is that with the help of a computer model and analytical calculation you can find out the distribution of internal loads in the sheets of the panel from the applied force. Which gives insight into the further design of the panels.

The purpose of the thesis is to determine the dependence of changes in geometric characteristics on the distribution of internal forces.

The object of research is a computer model of the wing panel and analytical calculation of the distribution of internal forces.

To solve the problem, the distribution of loads by two methods was determined, the dependence of the change of geometrical characteristics on the distribution of forces was shown and the results of the methods were compared.

**Keywords:** sandwich panel, honeycomb filler, composite material, force distribution, stiffness characteristics.

## Зміст

Вступ.....	7
РОЗДІЛ ПЕРШИЙ.....	9
РОЗДІЛ ДРУГИЙ.....	12
1. Опис моделі.....	12
1.1. Геометричні характеристики моделі.....	12
1.2. Матеріали.....	13
2. Розрахунок.....	14
2.1. Аналітичний розрахунок.....	14
2.1.1. Розрахунок OML панелі.....	16
2.1.2. Розрахунок IML панелі.....	16
2.2. Розрахунок внутрішніх навантажень методом опору матеріалів.....	17
2.3. Метод скінчених елементів.....	19
РОЗДІЛ ТРЕТІЙ.....	22
3. Проектування моделі у середовищі Patran.....	22
3.1. Побудова сітки для пластин панелі.....	22
3.2. Побудова сітки для сотового наповнювача.....	23
3.3. Отримання результатів.....	24
РОЗДІЛ ЧЕТВЕРТИЙ.....	26
4. Розроблення стартап проекту.....	26
4.1. Опис ідеї проекту.....	26
4.2. Технологічний аудит.....	27
4.3. Розроблення ринкової стратегії проекту.....	33
4.4. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....	35
Список використаної літератури.....	37
Додатки.....	38

## Вступ

**Актуальність теми.** Композитні панелі з сотовим наповнювачем широко застосовуються у якості силових елементів у сучасному авіабудуванні та космічній промисловості. Основними перевагами композитних сендвіч панелей є висока удільна міцність та жорсткість при доволі легкій вазі, стійкість до корозії, підвищена теплопровідність та висока міцність на втому. Існують різні варіанти компонування технологічного виконання пластин зі слоїстих стрічок композитних матеріалів та конструкції сотового наповнювача з алюмінієвих сплавів, що впливають на покази роботоспроможності даного типу виробів за весь період життєвого циклу. Для проектування панелей необхідно дослідити залежність варіації геометричних характеристик на розподіл внутрішніх зусиль у ній.

**Мета і задача дослідження.** Метою роботи є дослідження розподілу прикладеної сили до панелі різними методами, з подальшим порівнянням результатів.

Задача дослідження:

1. Отримати розподіл за допомогою використання аналітичного методу.
2. Створення моделі панелі в програмному середовищі, та за допомогою методу кінчених елементів отримати результат розподілу.
3. Порівняти результати та зробити висновки.

**Об'єктом дослідження** є комп'ютерна модель та аналітичний розрахунок, що показує розподіл прикладеної сили до сендвіч панелі по відношенню до зовнішнього та внутрішнього листа. В свою чергу для виготовлення листів з композитного матеріалу використовується склопластик. Монослої пакетів композиційного матеріалу викладаються по заданій схемі армування ( $0^\circ / 90^\circ / 45^\circ / -45^\circ$ ) до набору необхідної товщини. Фізико-механічні характеристики вуглепластику  $E_x = 2789259 \text{ PSI}$ ,  $E_y = 2789259 \text{ PSI}$  та зсув  $G_{xy} = 989143 \text{ PSI}$  для зовнішнього, та  $E_x = E_y = 3033309 \text{ PSI}$ ,  $G_{xy} = 892192 \text{ PSI}$  для внутрішнього.

Оскільки панель крила – дуже важливий елемент у несучій конструкції літака, який передає навантаження на силові компоненти крила, та грає велику роль в аеродинаміці, складається необхідність спроектувати цей елемент з високими характеристиками міцності при максимально легкій вазі. В свою чергу це напряду залежить від геометричних характеристик панелі, що включають в себе характеристики жорсткості.

**Методами дослідження** геометричних характеристик є аналітичний метод та метод кінцевих елементів, який з новим у дослідженні композитних панелей. За допомогою цих двох методів можна дізнатися розподіл внутрішніх зусиль у пластинах сендвіч панелі.

**Наукова новизна.** Визначено розподіл прикладеної сили методом кінцевих елементів, та досліджено розподіл сили при зміні геометричних характеристик панелі. Дослідження розподілу методом кінцевих елементів враховує більше факторів та дає результат, який є ближчим до реального.

Практичне значення.



## Розділ перший

Композитні сендвіч панелі – доволі нове застосування у конструкції літака, що прийшло на заміну алюмінієвим аналогам, які поступалися своїми характеристиками. Нині сендвіч панелі застосовують усе частіше зі скловолокна, що має переваги у міцності та вазі. Зазвичай панелі виготовляються з алюмінієвих листів та сотового наповнювача з алюмінієвої фольги, що компонуються між собою точковим зварюванням чи склеюванням.

Композитні панелі мають ряд переваг, перед металевими. Перші мають високі критичні напруження за рахунок високої поперечної жорсткості. Також важливим зауваженням є те, що сотова панель має більшу жорсткість в усіх напрямках, порівняно с панелями, які підтримують стрінгера.

Однак композитна панель має свої недоліки. Складна технологія виготовлення та складний контроль якості клеєного або зпаяного з'єднання.

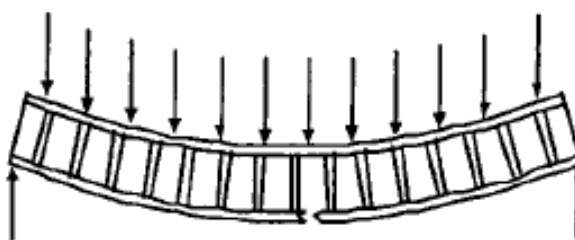
Шаруваті панелі з сотовим наповнювачем мають характерні типи руйнування [1]:

- Руйнування сотового наповнювача



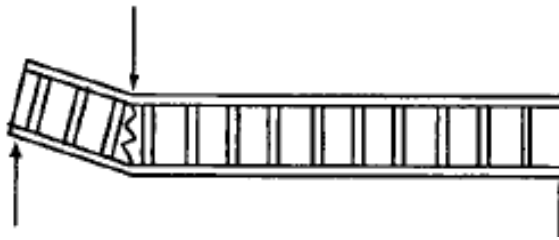
**Рис.1. Руйнування сотового наповнювача**

- Руйнування несучої поверхні панелі



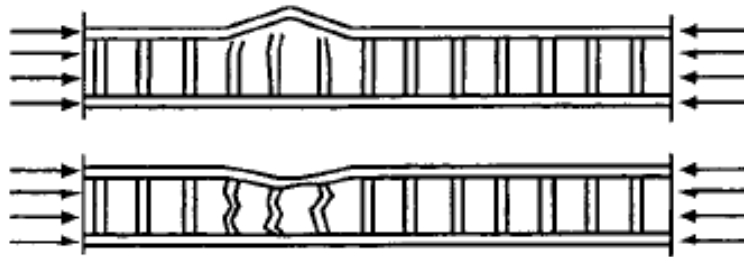
**Рис. 2. Руйнування несучої поверхні панелі**

- Руйнування через втрату підкріплюючого сотового наповнювача



**Рис.3. Руйнування при поперечному зсуві**

- Втрата стійкості несучих поверхонь, що може призвести до руйнування



**Рис. 4. Втрата стійкості листа**

Дану тему досліджує все більше підприємств для застосування переваг композитних панелей. Так було описано метод руйнування панелей та аналітичний метод дослідження розподілу внутрішніх зусиль у композитній сендвіч панелі [1].

1. Знайти значення матриці жорсткості  $[A]$ ,  $[B]$ ,  $[D]$
2. Маючи жорсткість, визначити відносні деформації та розподіл внутрішніх зусиль у зовнішній та внутрішній пластині.
3. Визначити запас міцності, залежно від типу руйнування.

Матриці мають наступний наступний вигляд:

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon \\ \kappa \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} Q_x \\ Q_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{55} & A_{45} \\ A_{45} & A_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{bmatrix}$$

де  $A_{55} = cG_{xz\text{core}}$ , а параметр  $c$  – товщина наповнювача.

Наразі цей метод враховує майже всі чинники, що впливають на розподіл зусиль, але в теперішній час все більше інженерних розрахунків виконується за допомогою програмного забезпечення. Саме тому складається необхідність у розрахунку сендвіч панелі літака аналітичним методом та методом кінцевих елементів з подальшим порівнянням результатів та визначення більш доцільного методу для використання. В свою чергу аналітичний розрахунок буде проводитися за аналогією розрахунку в інжиніринговій компанії “ПРОГРЕСТЕХ-УКРАЇНА”

## Розділ другий

В роботі проводиться розрахунок верхньої панель крила, характеристики якої описані нижче.

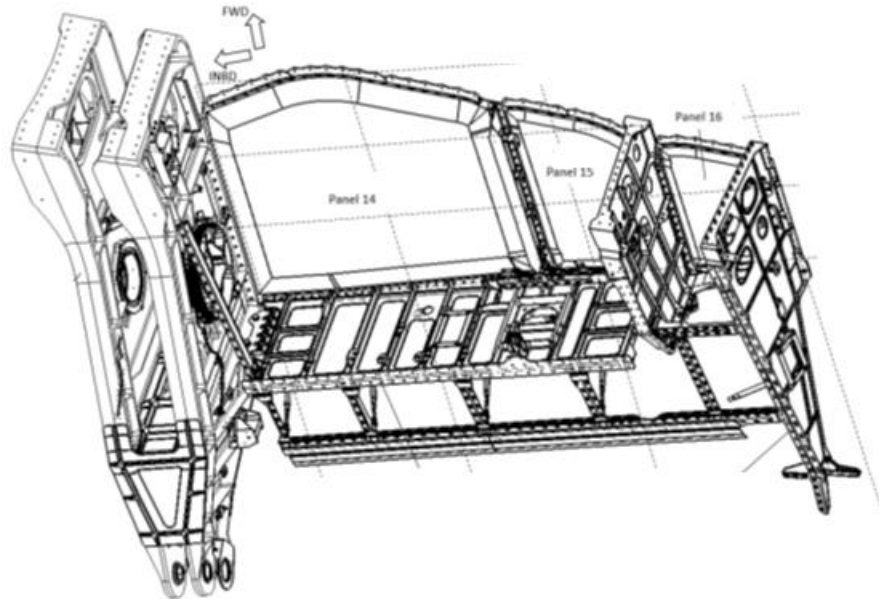


Рис. 5. Інтегрування панелі в конструкцію крила літака

### 1. Опис моделі

#### 1.1. Геометричні характеристики моделі

Оскільки панель крила має нелінійні розміри, для зручності розрахунків виводиться спрощена модель.

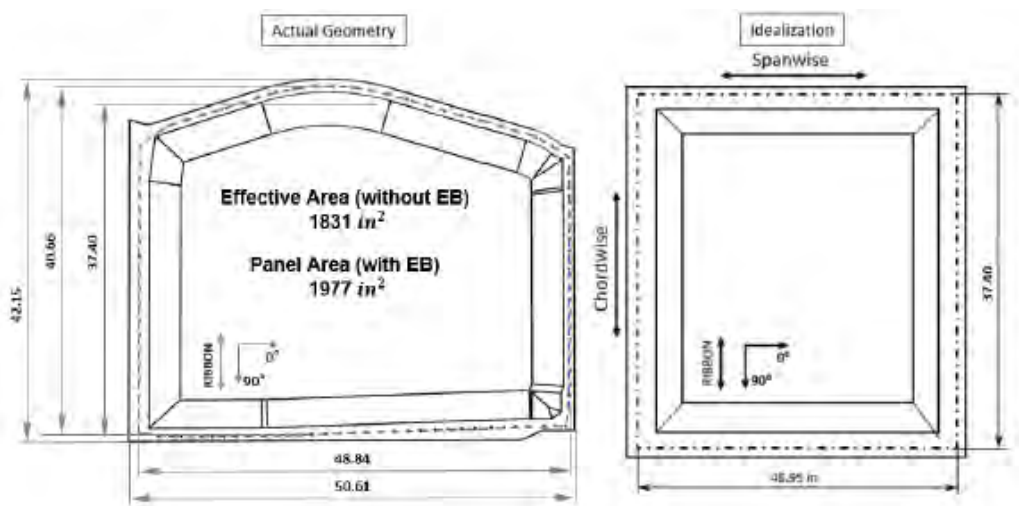


Рис. 6. Спрощена модель панелі

$$b = \frac{Area}{a} = \frac{1831 \text{ in}^2}{49.0 \text{ in}} = 37.4 \text{ in}$$

де Area – площа зовнішнього листа,

a – ефективний розмір панелі (між кріпленнями).

Розрахункові розміри приведені в таблиці 1.

Таблиця 1

$A_{act}$	$a_{max}$	$b_{max}$	$A_{calc}$	$\frac{A_{calc} - A_{act}}{A_{act}}$	k	$a_i$	$b_i$	$A_{IDL}$
in <sup>2</sup>	in	in	in <sup>2</sup>	%	-	in	in	in <sup>2</sup>
1831	48.8	37.4	1831	0	1	48.8	37.4	1831

де –  $A_{calc} = a_{max} * b_{max} = 1831 \text{ in}^2$

$$k = \frac{A_{calc}}{\sqrt{A_{calc} * A_{act}}} = 1$$

## 1.2. Матеріали

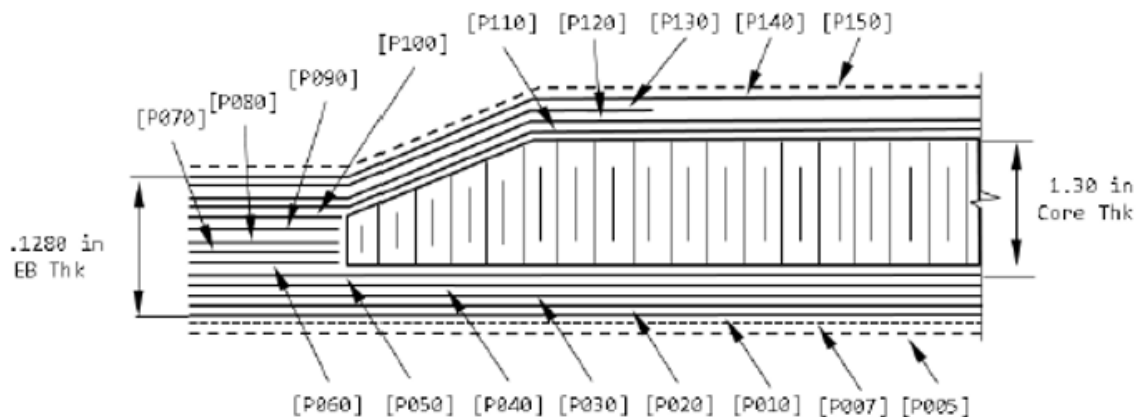


Рис. 7. Компонування панелі

Дана сендвіч панель має наступні характеристики:

- Зовнішній лист (OML)

$$E_x = E_y = 2789259 \text{ psi}; \quad G_{xy} = 989143 \text{ psi}$$

- Внутрішній лист (IML)

$$E_x = E_y = 3033309 \text{ psi}; \quad G_{xy} = 892192 \text{ psi}$$

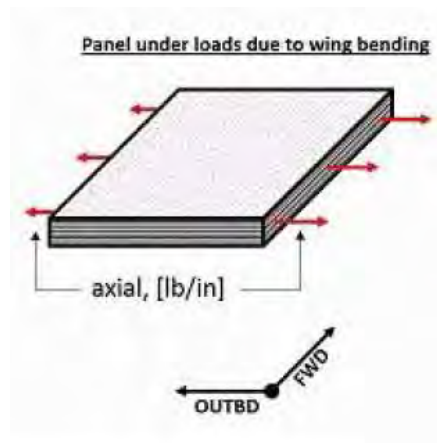
- Сотовий наповнювач (Core)

$$G_{zx} = G_{zy} = 3676 \text{ psi}; \quad E_{cc} = 19000 \text{ psi}$$

## 2. Розрахунок

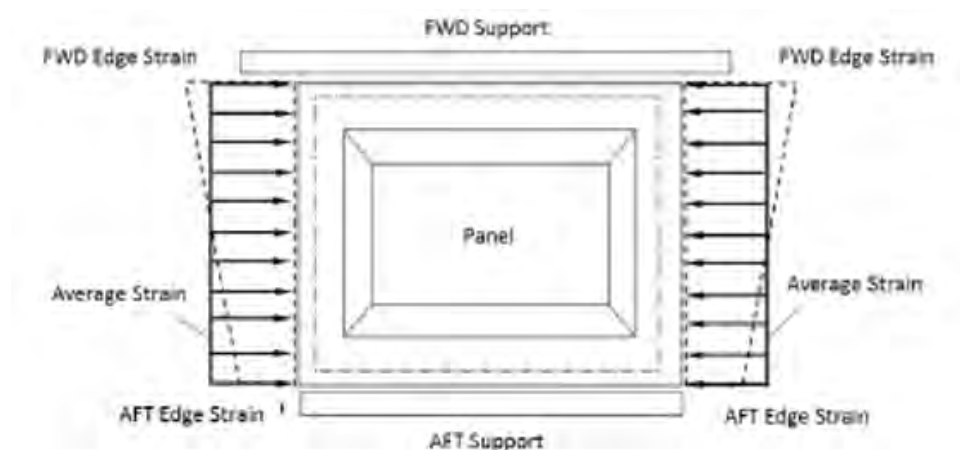
Було проведено розрахунок панелі, що включена у сумісну дію з несучою конструкцією літака. Для аналітичного розрахунку розподілу сил використано розрахунок відносно жорсткості[2]. Для розрахунку методом кінцевих елементів використано програмне середовище Patran.

### 2.1. Аналітичний розрахунок методом, що застосовується на підприємстві



**Рис. 8. Панель під прикладеним осьовим навантаженням**

Осьове навантаження в панелі визначається з використанням жорсткості листів для середини панелі, як показано на рис. 9.



**Рис. 9. Розподіл згинаючих навантажень**

Жорсткість панелі у напрямку крила:

$$EA_{x\_panel} = E_{xa\_i} \cdot t_{lam\_i} + E_{xa\_o} \cdot t_{lam\_o}$$

де  $E_{xa}$  – модуль Юнга у повздовжньому напрямі

$t_{lam}$  – товщина листа

Осове навантаження:

$$N_x = \left( \frac{FWD_{edge\_strain} + AFT_{edge\_strain}}{2} \right) \cdot EA_{x\_panel}$$

Для розрахунку розподілу навантажень в панелі вводимо довільну прикладену силу  $N_x = 1000 \text{ (lb/in)} = 112.98 \text{ (N·m)}$ , що діє вздовж осі крила.

Розраховуємо згинаючий момент через несиметричність панелей

$$M_{x\_Nx} = N_x \left( -\frac{b_{11}}{d_{11}} \right) = -1000 \left( \frac{1.1 \cdot 10^{-6} \frac{1}{lb}}{1.1 \cdot 10^{-5} \frac{1}{lb \cdot in}} \right) = 100 \text{ (in - lb/in)}$$

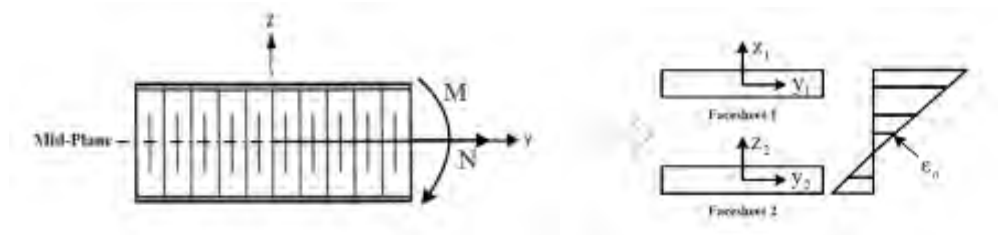
де  $b_{11}$  та  $d_{11}$  – компоненти перевернутої [a b d] матриці

Згинаючий момент по довжині крила

$$M_x = M_{x\_Nx} + M_{xx} = 100 + 0 = 100 \text{ in - lb/in}$$

де  $M_{xx}$  – момент, що виникає через наддув (в даному випадку відсутній).

Оскільки кожна пластина аналізувалась окремо й внутрішні навантаження визначалися в середині сендвіч панелі, IML та OML пластини розраховувались, використовуючи матрицю податливості [abd]. Вважається, що нейтральна лінія проходить посередині між пластинами, рис. 9.



**Рис. 10. Навантаження панелі**

Вираховуємо стрейни (видовження одиниці довжини) панелі (матриця [abd] у додатку А)

$$\begin{Bmatrix} e_{snd} \\ k_{snd} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a & b \\ b^T & d \end{bmatrix}_{snd} \cdot \begin{Bmatrix} N_{snd} \\ M_{snd} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} e_{x_{snd}} \\ e_{y_{snd}} \\ e_{xy_{snd}} \\ k_{x_{snd}} \\ k_{y_{snd}} \\ k_{xy_{snd}} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -4890 \text{ (}\mu - \text{in/in)} \\ 1290 \text{ (}\mu - \text{in/in)} \\ 0 \text{ (}\mu - \text{in/in)} \\ 0 \text{ (}\mu - \text{rad/in)} \\ -180 \text{ (}\mu - \text{rad/in)} \\ 0 \text{ (}\mu - \text{rad/in)} \end{Bmatrix}$$

де  $e$  – видовження одиниці довжини,  $k$  – кривизна панелі.

### 2.1.1. Розрахунок OML панелі

OML видовження одиниці довжини вздовж крила літака

$$e_x = e_{x\_snd} - \left( \frac{t_{lam_i} + t_{core}}{2} \right) k_{x\_snd} = -0.00489 \text{ (in/in)}$$

де  $t_{lam_i}$  – товщина відповідної пластини,  $t_{core}$  – товщина сотового наповнювача.

OML видовження одиниці довжини впоперек крила

$$e_y = e_{y\_snd} - \left( \frac{t_{lam_i} + t_{core}}{2} \right) k_{y\_snd} = 0.001410 \text{ (in/in)}$$

OML видовження одиниці довжини через зсув

$$e_{xy} = e_{xy\_snd} - \left( \frac{t_{lam_i} + t_{core}}{2} \right) k_{xy\_snd} = 0 \text{ (in/in)}$$

Таким чином отримаємо сили, що діють на панель

$$\begin{Bmatrix} N_{x_o} \\ N_{y_o} \\ N_{xy_o} \\ M_{x_o} \\ M_{y_o} \\ M_{xy_o} \end{Bmatrix} = [ABD]_i \cdot \begin{Bmatrix} e_{x_o} \\ e_{y_o} \\ e_{xy_o} \\ k_{x_o} \\ k_{y_o} \\ k_{xy_o} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -579.23 \text{ (lb/in)} \\ 5.1109 \text{ (lb/in)} \\ -3.7e-09 \text{ (lb/in)} \\ 0.172764 \text{ (lb-in/in)} \\ -0.24932 \text{ (lb-in/in)} \\ 0 \text{ (lb-in/in)} \end{Bmatrix}$$

### 2.1.2. Розрахунок IML панелі

Аналогічну операцію проводимо і для IML панелі:

$$e_x = e_{x\_snd} + \left( \frac{t_{lam_o} + t_{core}}{2} \right) k_{x\_snd} = -0.00489 \text{ (in/in)}$$

$$e_y = e_{y\_snd} + \left( \frac{t_{lam_o} + t_{core}}{2} \right) k_{y\_snd} = 0.001169 \text{ (in/in)}$$

$$e_{xy} = e_{xy\_snd} + \left( \frac{t_{lam_o} + t_{core}}{2} \right) k_{xy\_snd} = 0 \text{ (in/in)}$$



Маємо сили, що діють на IML панель

$$\begin{Bmatrix} N_{x_i} \\ N_{y_i} \\ N_{xy_i} \\ M_{x_i} \\ M_{y_i} \\ M_{xy_i} \end{Bmatrix} = [ABD]_i \cdot \begin{Bmatrix} e_{x_i} \\ e_{y_i} \\ e_{xy_i} \\ k_{x_i} \\ k_{y_i} \\ k_{xy_i} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -421.673 \text{ (lb/in)} \\ 4.650464 \text{ (lb/in)} \\ -1.8e-09 \text{ (lb/in)} \\ -0.00015 \text{ (lb-in/in)} \\ -0.00122 \text{ (lb-in/in)} \\ 0 \text{ (lb-in/in)} \end{Bmatrix}$$

Отже маємо розподіл сил на внутрішній та зовнішній лист:

- внутрішній  $N_{x_O} = -579.23 \left( \frac{\text{lb}}{\text{in}} \right) = -65.444 \text{ (N} \cdot \text{m)}$
- зовнішній  $N_{x_I} = -421.673 \left( \frac{\text{lb}}{\text{in}} \right) = -47.6426 \text{ (N} \cdot \text{m)}$

Таким чином виведемо розподіл внутрішніх навантажень у відсотковому співвідношенні:

$$\begin{aligned} & -1000 \text{ in} - 100\% \\ \text{OML:} & \quad -579.23 \text{ (lb/in)} = 57.92 \% \\ \text{IML:} & \quad -421.673 \text{ (lb/in)} = 42.16 \% \end{aligned}$$

## 2.2. Розрахунок внутрішніх навантажень методом опору матеріалів

Оскільки розрахунок, що описаний у попередньому розділі, проводився методом знаходження внутрішніх зусиль пропорційно жорсткості пластин та з прийняттям того, що сила прикладена посередині між пластинами не відповідає дійсності, проводимо розрахунок внутрішніх зусиль методом опору матеріалів.

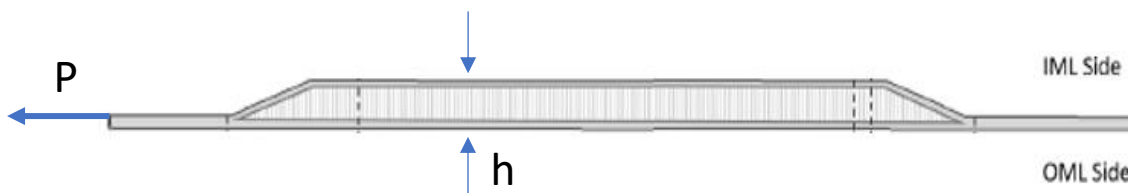
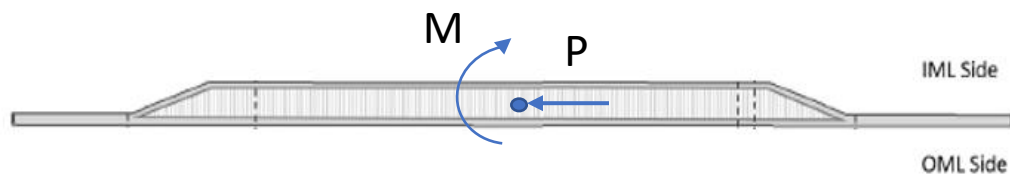


Рис. 11. Діюча осьова сила на панель

$$\text{де } h = h_{core} + \frac{t_{iml}}{2} + \frac{t_{oml}}{2} = 1.335 \text{ (in)}$$

Переносимо силу до центру ваги панелі



**Рис. 12. Перенос сили до центру ваги панелі**

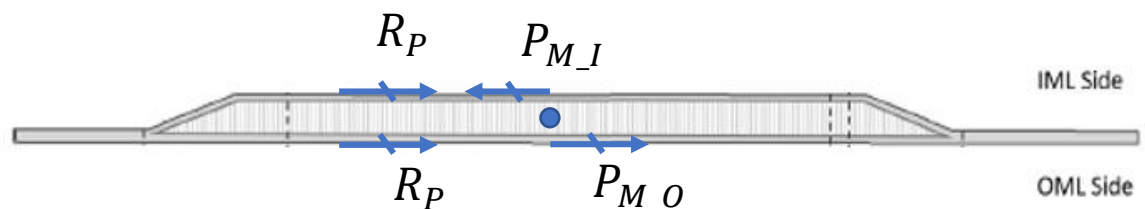
При переносі сили з'являється момент

$$M = P \cdot \frac{h}{2} = 667.75 \text{ (in} \cdot \text{lb/in)}$$

Визначимо внутрішні зусилля у пластинах, що виникають під впливом сили та моменту:

$$R_P = \frac{P}{2} = 500 \text{ (lb/in)}$$

$$P_{M_I} = P_{M_O} = \frac{M}{h} = 500 \text{ lb/in}$$



**Рис. 12. Внутрішні зусилля**

Таким чином отримуємо зусилля у кожній пластині окремо:

$$OML: P_{result\_O} = R_P + P_{M_O} = 1000 \text{ (lb/in)}$$

$$IML: P_{result\_O} = R_P + P_{M_I} = 0 \text{ (lb/in)}$$

Отриманий результат підтверджує принцип Сен-Венана, який говорить, що урівноважена система сил, що прикладена до твердого тіла, викликає нерівномірність розподілу напружень, що швидко зменшується по мірі віддалення від цієї частини та метод скінченних елементів, який описаний у наступному розділі.

### 2.3. Метод скінчених елементів

Оскільки результати, що отримані аналітичним методом виводяться пропорційно жорсткості пластин, виникає бажання дослідити розподіл внутрішніх зусиль методом проектування моделі кінцевих елементів, для урахування несиметричності листів.

Частина сендвіч панелі змодельована у програмному середовищі Patran. Несучі поверхні задані плоскими елементами, а сотовий наповнювач – кубічними елементами.

Етапи моделювання конструкції:

#### 1. Створення геометрії

Відстань між несучими поверхнями дорівнює товщині сотового наповнювача, а рампа встановлена під  $20^\circ$  до зовнішньої пластини.

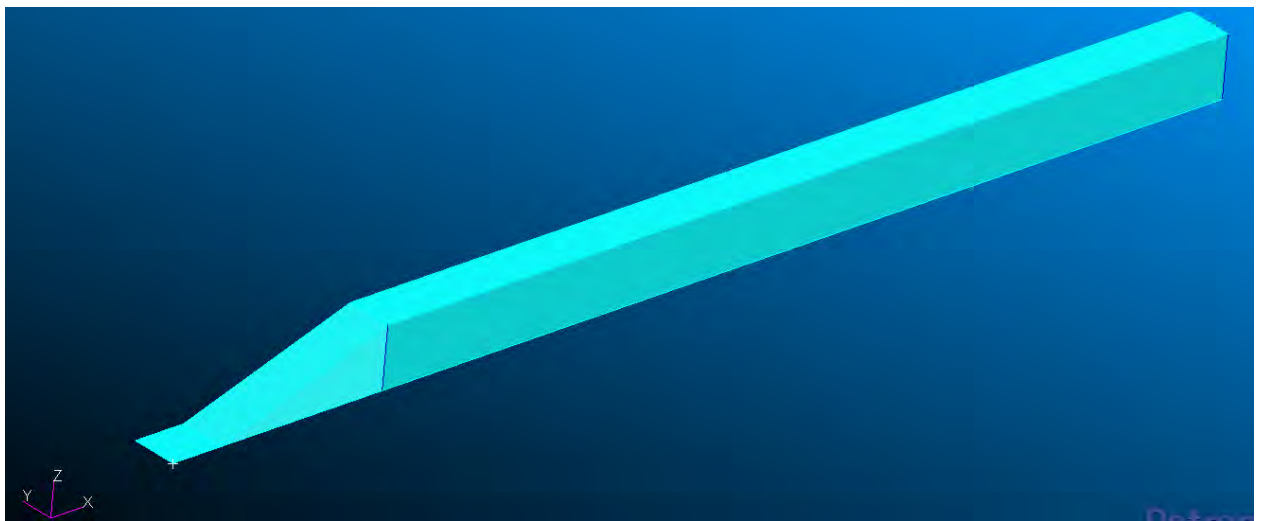
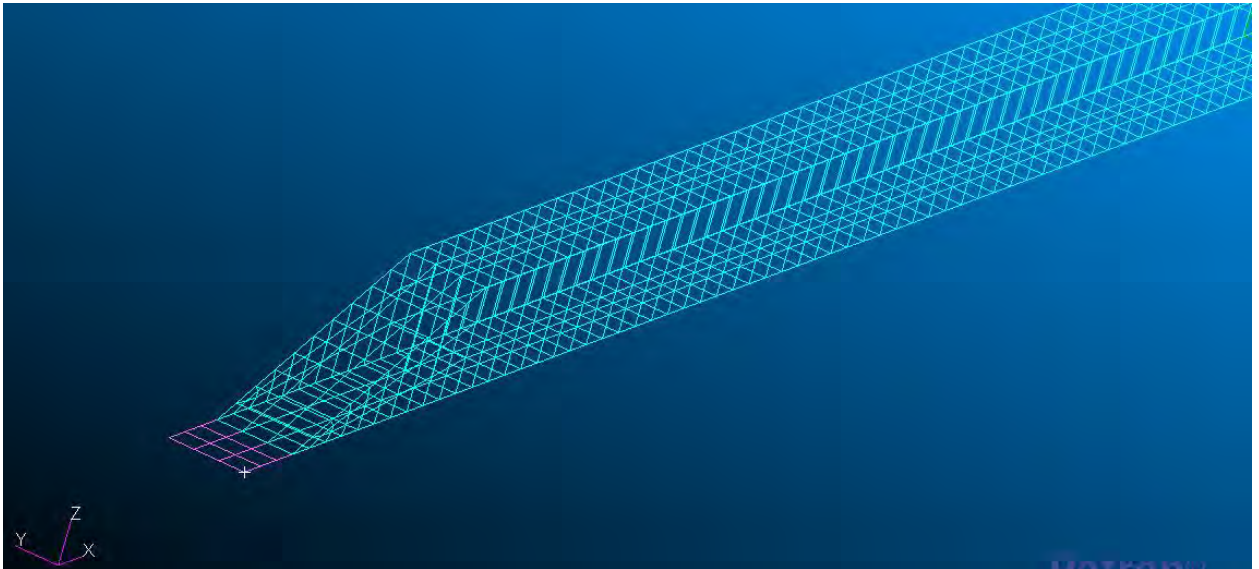


Рис. 13. Геометрична модель сендвіч панелі

#### 2. Сітка

Сітка SE для пластин складається з прямокутних елементів, розмір яких відповідає подвійному діаметру кріплення, наповнювач – з кубічних елементів

$$mesh\ size = 2 \cdot D = 2 \cdot 0.18 = 0.38\ in$$

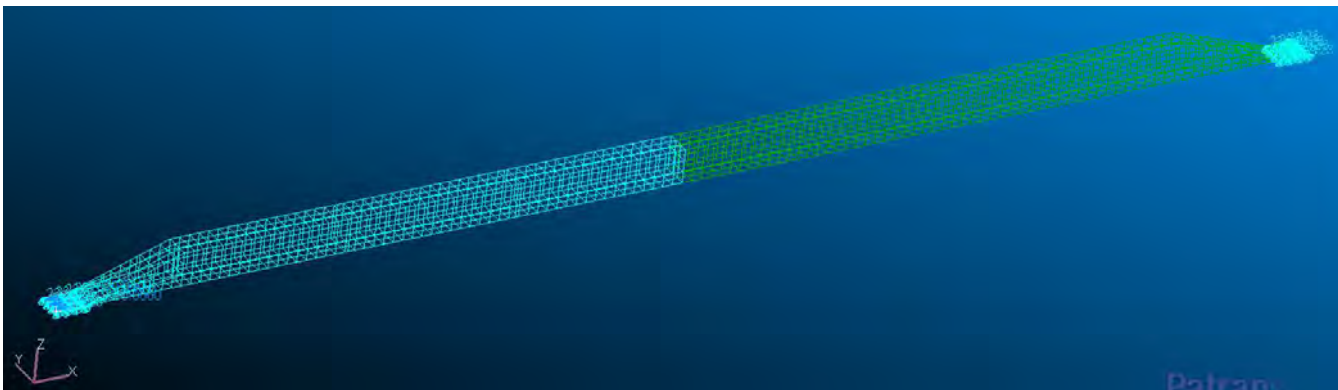


**Рис. 14. Модель кінцевих елементів частини сендвіч панелі**

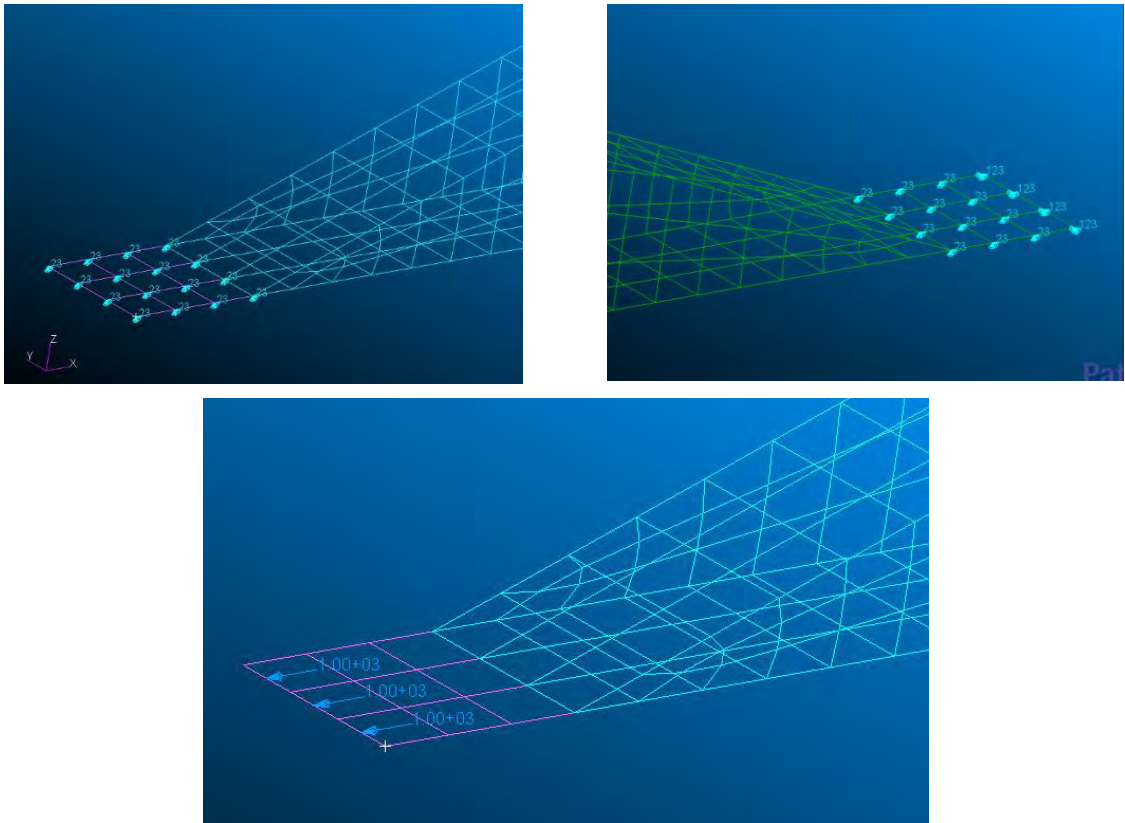
### 3. Створені властивості панелі

Задано властивості для лицьових листів та сотового наповнювача. Лицьові листи задані, як 2D ортотропний матеріал, сотовий наповнювач – 3D ортотропний. Для кожного елементу задані свої геометричні характеристики.

### 4. Задано крайові умови та діюче навантаження



**Рис. 15. Накладені граничні умови**



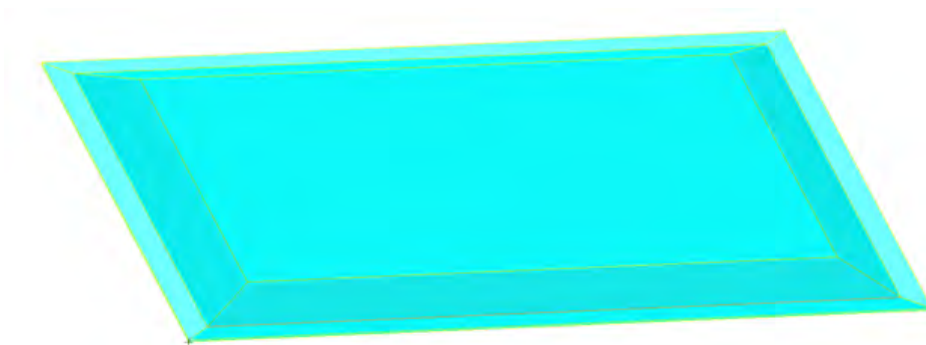
**Рис. 16. Граничні умови та діюче навантаження**

Результати методу скінченних елементів описані у третьому розділі

## Розділ третій

### 3. Проектування моделі у середовищі Patran

Після зведення розмірів панелі до лінійних панель має вигляд, що зображено на рис знизу,

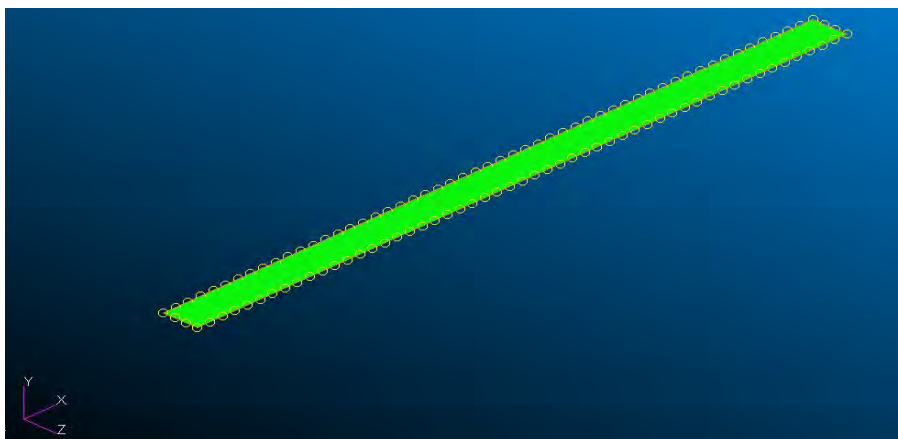


**Рис. 16. Геометрична модель сендвіч панелі літака**

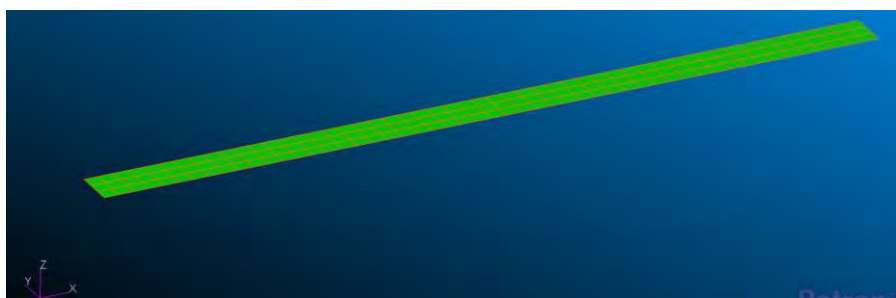
було побудовано частину панелі, для моделювання поперечного перетину й отримання подальших результатів. Пластини були змодельовані, як 2D елементи, а сотовий наповнювач – 3D. Після була створена сітка зі зручною відстанню між вузлами, що дорівнює двом діаметрам кріплення.

#### 3.1. Побудова сітки для пластин панелі

Пластини були розбиті на прямокутні елементи у своїй площині з відстанню між вузлами, що дорівнює 0,38 дюймів.



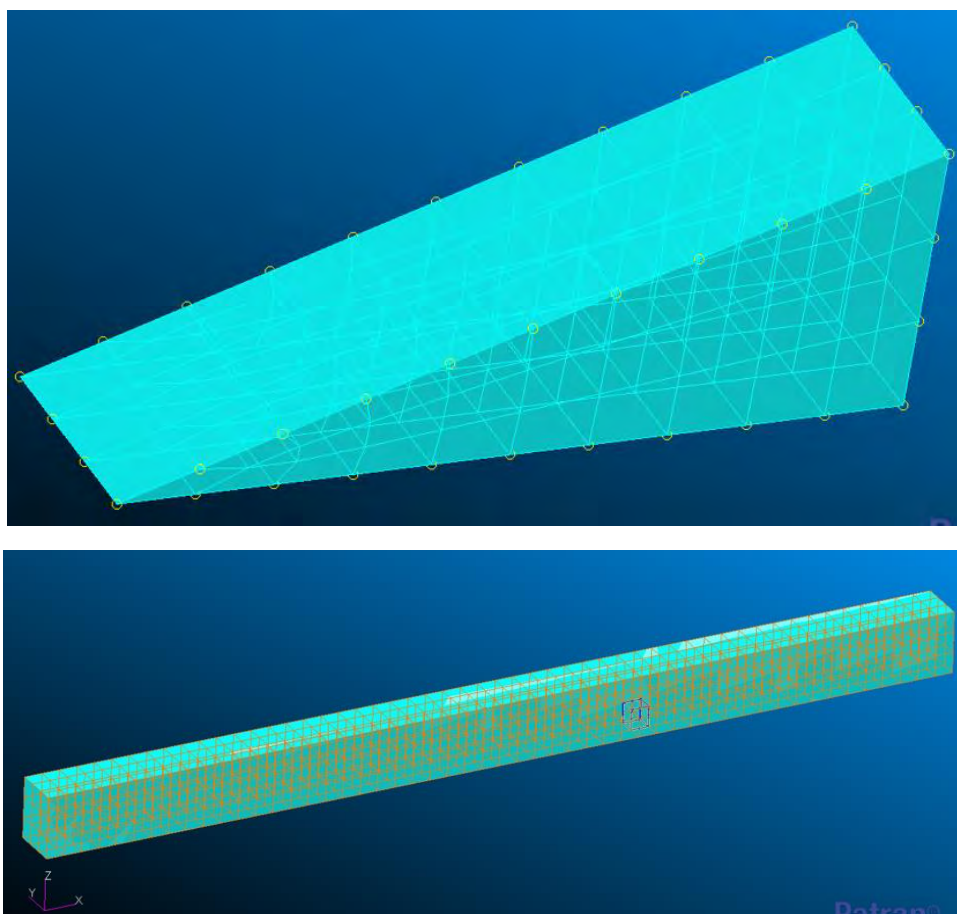




**Рис. 17. Задання сітки для пластин панелі**

### **3.2. Побудова сітки для сотового наповнювача**

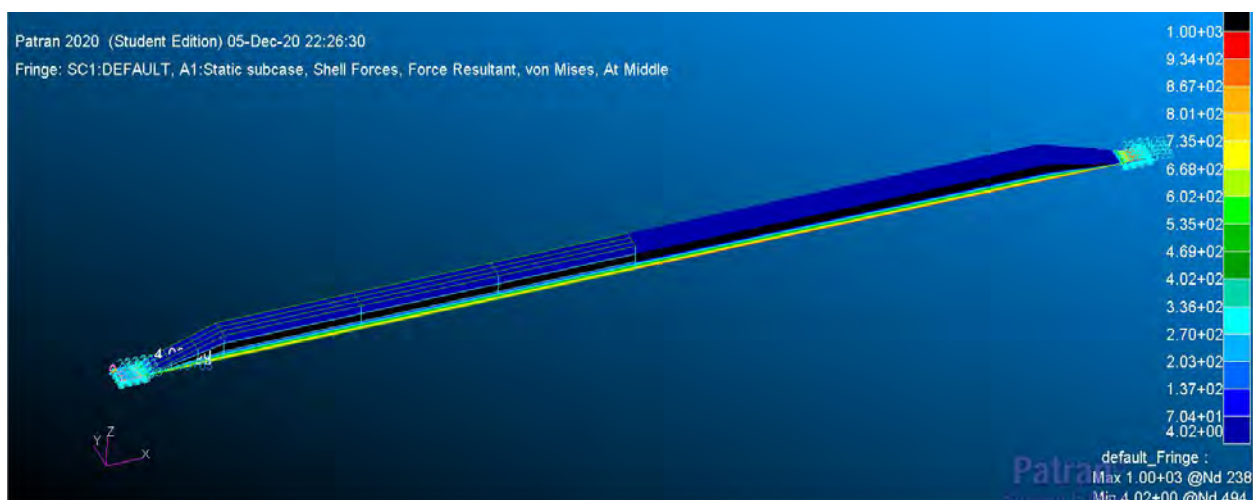
Сітка для сотового наповнювача була побудована за допомогою hex елементів. Сітка побудована для частини, де зовнішній та внутрішній лист з'єднується в один (оласть рампи) та для області, де сотовий наповнювач має прямокутну геометрію.



**Рис. 18. Сітка сотового наповнювача**

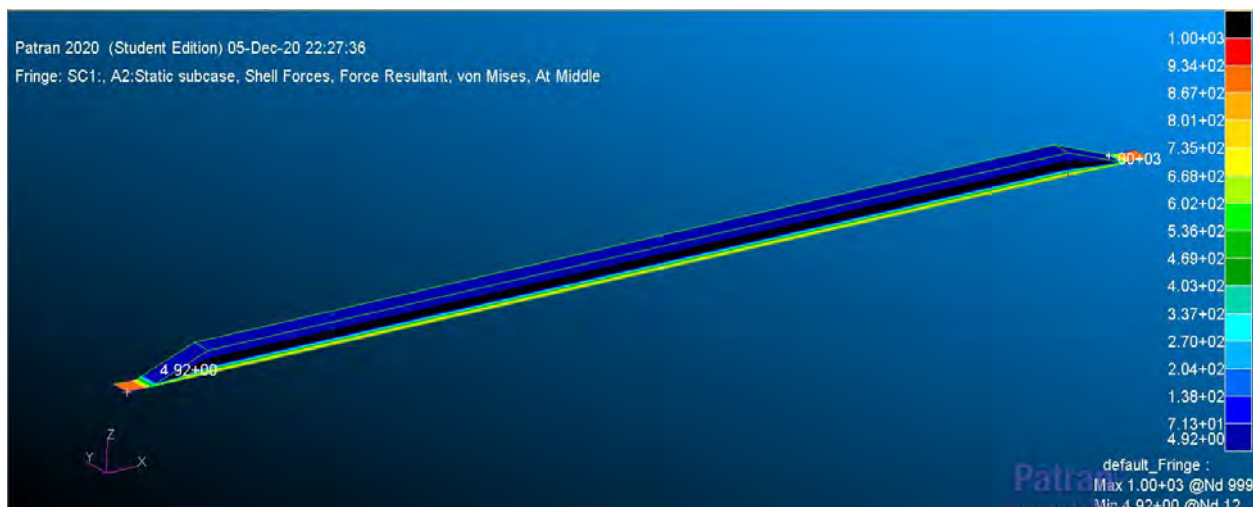
### 3.3. Отримання результатів

Після побудови розрахункової схеми та задання граничних умов було проведено розрахунок й отримано результат, що підтверджує аналітичний розрахунок методом опору матеріалів. Результат отримано методом shell forces, тобто зусилля на пластинах.



**Рис. 19. Результат розрахункової моделі досліджуваної панелі**

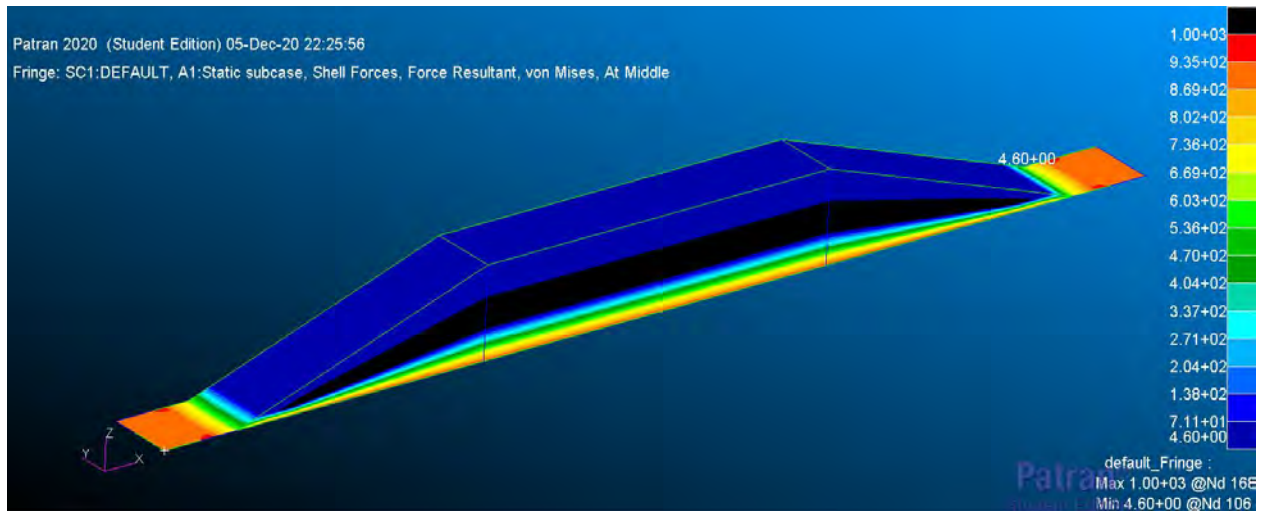
Також, для підтвердження принципу Сен-Венана, було спроектовано модель, що має висоту сотового наповнювача меншу, ніж у досліджуваної моделі. 1 in проти 1.3 in, та було отримано результат.



**Рис. 20. Внутрішні зусилля у панелі з меншою висотою сотового наповнювача**



Для експерименту дослідження було спроектовано розрахункову модель малої довжини та отримано результат.



**Рис. 21. Внутрішні зусилля у панелі короткої довжини**

З отриманих результатів можна зробити висновок, що чим більше панель віддалена від прикладеної сили, тим менше навантаження приймає на себе ця панель.

## РОЗДІЛ ЧЕТВЕРТИЙ

### 4. Розроблення стартап проекту

#### 4.1. Опис ідеї проекту

В розділі проведено маркетинговий аналіз стартап проекту, визначені можливості та доцільність його впровадження на ринок.

**Таблиця 4.1 Опис стартап-проекту**

Зміст проекту	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Оцінка впливу зміни геометричних характеристик на розподіл внутрішніх зусиль у панелі	Машинобудівна галузь	1) Оцінка зміни геометрії на розподіл зусиль
		2) Врахування варіацій режимів навантаження

Запропонована автором отримана методика дозволяє визначити зміну внутрішніх зусиль при зміні геометричних характеристик панелі. Ці значення можна використовувати при оцінці міцності крила

## 4.2. Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

В табл. 4.2 проведений аналіз потенційних техніко-економічних переваг даної ідеї у порівнянні з конкурентом №1

**Таблиця 4.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту**

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	W	N	S
1.	Грошові витрати		—	Мій проект та конкурент
2.	Складність розрахунку	—	—	—
3.	Точна оцінка розподілу зусиль	Конкурент	—	Мій проект

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту наведено в табл. 4.3

**Таблиця 4.3 технологічна здійсненність ідеї проекту**

№ п/п	Ідея проекту	Технологія її реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1.	Використання залежності, яка дозволяє визначити зміну внутрішніх зусиль від зміни геометрії моделі.	Теоретичний розрахунок	є	є
		Практичне використання		
Обрана технологія може бути реалізована				

По показникам характеристики стану ринку можна зробити висновок, що даний проект є рентабельним.

### Визначення потенційних груп клієнтів.

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є літальні апарати. Надалі визначимо потенційні групи клієнтів (табл. 4.4)

**Таблиця 4.4. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту**

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1.	Проектування сендвіч панелей	Машинобудівна галузь	фінанси	Точність та розширення можливостей абсолютного використання ресурсу

Після визначення потенційних груп клієнтів проводимо аналіз ринкового середовища, складаємо таблицю факторів, що допоможуть виходу проекту на ринок , та врахування факторів, що цьому можуть перешкодити (табл. 4.5)

**Таблиця 4.5 Фактори загроз**

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Збільшення собівартості	Зменшення попиту використання	Вдосконалення вже існуючих методик
2.	Розробка покращеної методики		

**Таблиця 4.6 Фактори можливостей**

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Не потребує великих затрат на використання	Економність	Достойна оплата праці
2.	Підвищений попит у галузі машинобудування	Проведення проектувальних робіт	Збільшення точності прорахунку зусиль у панелі

Надалі проведемо аналіз пропозиції, визначивши загальні риси конкуренції на ринку (табл.4.7).

**Таблиця 4.7 Ступеневий аналіз конкуренції на ринку**

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції олігополія	Невелика кількість підприємств, які ведуть між собою здебільшого нецінову конкуренцію.	Не відрізняється помітним впливом
Національний рівень конкурентної боротьби	Даний ринок достатньо відкритий	Помітний вплив на модернізації галузі
Внутрішньогалузева ознака	Боротьба ведеться між методиками розрахунків	Заощадження коштів в наслідок введення методики
Товаро-родова конкуренція за видом методики	Здатність задовольнити потреби галузі	Не велика кількість конкурентів
Нецінова конкуренція	Підвищення якості методики в порівнянні з іншими	Робота над постійним покращенням методики

Марочна інтенсивність	Розглядаємо в якості конкурентів схожі методики	Незалежність від ринку
-----------------------	---	------------------------

Після аналізу конкуренції проводимо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл. 4.8).

**Таблиця 4.8. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером**

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Немає	Бар'єрів впровадження нема	Авіабудування	Загрози з боку замінників є
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Диктують умови роботи на ринку. Такі, як час на розрахунок і забезпечення потрібним програмним забезпеченням	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Щоб бути конкурентоспроможним на ринку даному проекту необхідно розробити програмне забезпечення для швидкісного розрахунку методики.

На основі аналізу конкуренції, проведеного в табл.4.8, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту табл.4.2, вимог споживачів до товару табл.4.4 та факторів маркетингового середовища табл.4.5-4.6 визначаємо та

обґрунтовуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлюється в табл.4.9

**Таблиця 4.9. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності**

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Менша потреба у витратах	Для методики розрахунку мала необхідність в затратах
2	Точність розрахунків	Удосконалення отримання результатів
3	Використання отриманих даних	Максимальне вичерпання ресурсу

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл. 4.9) проведемо аналіз сильних та слабких сторін стартап-проекту (табл. 10)

**Таблиця 4.10. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін**

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг методики у порівнянні з проектом конкурента						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Менша потреба у витратах	20				●			
2	Точність розрахунків	20			●				
3	Використання отриманих даних	20					●		
4	Точність розрахунку в проекті	15					●		

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл.4.11) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл.4.10).

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

**Таблиця 4.11. SWOT–аналіз стартап-проекту**

Сильні сторони: Безпечне вичерпання ресурсу елементів	Слабкі сторони: відсутність програмної підтримки методики
Можливості: завоювання всієї галузі	Загрози: розробка точнішої методики

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок.

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (табл.4.12)

**Таблиця 4.12. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту**

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Публічне ознайомлення, перевірка з існуючими	Висока	1-2 місяці



	методиками (аналогами), державне затвердження		
2	Публічне ознайомлення, перевірка на справжньому експерименті, державне затвердження	Висока	6 місяців

Із зазначених альтернатив виберемо першу, бо отримання ресурсів є більш простим, а метод більш швидким.

### 4.3. Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл. 4.13).

**Таблиця 4.13. Вибір цільових груп потенційних споживачів**

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Авіабудування	Повністю готові	Високий	Середня	Просто

Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку (табл. 4.14).

**Таблиця 4.14 Визначення базової стратегії розвитку**

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Альтернативна	Охоплення на 70-80 %	Конк.№1	Спеціалізація

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (табл. 4.15).

**Таблиця 4.15 Визначення базової стратегії конкурентної поведінки**

Чи є проект «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики то-вару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Копіювати лише загально використані ідеї	Стратегія заняття галузі

Результатом даного підрозділу є узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, яка визначатиме напрями роботи стартап-компанії на ринку:

- використання в проекті сучасних технологій;
- напрямок роботи лише у заданій ніші ринку.

#### 4.4. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у (табл. 4.16) потрібно підсумувати результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

**Таблиця 4.16. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару**

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1	Не потребує великих затрат на розрхунки	Зменшення собівартості	Достойна оплата праці
2	Підвищений попит у галузі машинобудування	Збільшення виробництва та ремонту	Збільшення кількості працівників

Далі визначаємо оптимальну систему збуту, в межах якого приймається рішення (табл. 4.17).

**Таблиця 4.17. Формування системи збуту**

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
Одноразова покупка	Інформування	Глибока	Державне затвердження методики

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (табл.4.18).

**Таблиця 4.18. Концепція маркетингових комунікацій**

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Комунікабельні	Мережа інтернет, наукові праці	Реклама методики на конференціях	Розширення цільових клієнтів	Показати, що наша методика краща та доцільніша

**Результати маркетингового дослідження:**

- даний стартап-проект є актуальним, тому що може вивести машинобудівну галузь на наступну сходинку
- мала кількість конкурентів
- унікальність ідеї
- впровадження в ринок є абсолютно доцільним, прибутковим.

### **Список використаної літератури**

1. Stephen Ward, Lawrence Gintert “Analysis of Sandwich Structures” – ASM Handbook, Volume 21: Composites; D. B. Miracle and S.L. Donaldson, editors, p308-320.
2. Документація для службового використання №1
3. Niu – Airframe Stress Analysis and Sizing – Hong Kong Conmilit Press LTD, p.818
4. Michael C. Y. Niu - Composite Airframe Structures. – Conmilit Press LTD, 1992. – 664p.
5. Г.И. Житомирский. Конструкция самолетов. – Москва: Машиностроение, 1995. – 415с.
6. Г.С. Писаренко, А.П. Яковлев, В.В. Матвеев. Справочник по сопротивлению материалов. – Киев: Наукова думка, 1988. – 735с.

## ДОДАТКИ

### Додаток А

Матриця жорсткості [ABD]

$$\left[ \begin{array}{ccc|ccc} 220077 & 56959 & 0 & -24385 & -9934 & 0 \\ 56959 & 220077 & 0 & -9934 & -24385 & 0 \\ 0 & 0 & 67994 & 0 & 0 & -11159 \\ \hline -24385 & -9934 & 0 & 98015 & 25273 & 0 \\ -9934 & -24385 & 0 & 25273 & 98015 & 0 \\ 0 & 0 & -11159 & 0 & 0 & 30181 \end{array} \right]$$

Матриця податливості [abd]

5,00E-06	-1,30E-06	0	1,10E-06	-1,00E-07	0
-1,30E-06	5,00E-06	0	-1,00E-07	1,10E-06	0
0	0	1,60E-05	0	0	5,80E-06
1,10E-06	-1,00E-07	0	1,10E-05	-2,80E-06	0,00E+00
-1,00E-07	1,10E-06	0	-2,80E-06	1,10E-05	0,00E+00
0,00E+00	0,00E+00	5,80E-06	0,00E+00	0,00E+00	3,50E-05